

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3554882号
(P3554882)

(45) 発行日 平成16年8月18日(2004.8.18)

(24) 登録日 平成16年5月21日(2004.5.21)

(51) Int.Cl.⁷

B 6 4 G 1/58

F I

B 6 4 G 1/58

請求項の数 3 (全 6 頁)

(21) 出願番号	特願平11-151590	(73) 特許権者	303013763
(22) 出願日	平成11年5月31日(1999.5.31)		日本電気エンジニアリング株式会社
(65) 公開番号	特開2000-335500(P2000-335500A)		東京都港区芝浦三丁目18番21号
(43) 公開日	平成12年12月5日(2000.12.5)	(74) 代理人	100106563
審査請求日	平成13年8月20日(2001.8.20)		弁理士 中井 潤
		(72) 発明者	竹井 秀樹
			東京都港区芝浦三丁目18番21号 日本
			電気エンジニアリング株式会社内
		(72) 発明者	菊池 忠彦
			東京都港区芝浦三丁目18番21号 日本
			電気エンジニアリング株式会社内
		(72) 発明者	東海林 和典
			東京都港区芝浦三丁目18番21号 日本
			電気エンジニアリング株式会社内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】断熱構造

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

基体と、

該基体の外側に配置され、長穴を有するラジエータパネルと、

前記基体と前記ラジエータパネルとの間に介装されるスペーサと、

前記スペーサの近傍において前記基体に立設され、前記ラジエータパネルの前記長穴に挿入され、前記スペーサの線膨張係数と異なる線膨張係数を有する棒状締結手段とで構成されることを特徴とする断熱構造。

【請求項2】

前記棒状締結手段は、前記基体に形成された雌ねじ部に螺合する雄ねじ部を有するボルト 10
であることを特徴とする請求項1記載の断熱構造。

【請求項3】

前記基体は宇宙航行体の構体パネルであって、前記棒状締結手段の線膨張係数が前記スペーサの線膨張係数よりも小さいことを特徴とする請求項1または2記載の断熱構造。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、断熱構造に関し、特に、宇宙航行体等を使用される断熱構造に関する。

【0002】

【従来の技術】

従来、宇宙航行体用の断熱機構として、例えば、特開平４－１９３００号公報に記載の機構等が提案されている。

【０００３】

この公報に記載されている断熱機構は、図４及び図５に示すように、宇宙航行体の構体パネル１と、この構体パネル１の外側に配置されたラジエータパネル２との間に断熱カラー３を装着し、構体パネル１とラジエータパネル２を断熱している。ここで、宇宙航行体は打ち上げ時において厳しい振動環境に曝されるため、ラジエータパネル２は構体パネル１に強固に結合されている。

【０００４】

【発明が解決しようとする課題】

しかし、上記従来の断熱機構においては、宇宙空間において放射冷却によりラジエータパネル２が低温になって収縮するが、構体パネル１は断熱されているため温度は下がらず収縮しないため、図６に示すように構体パネル１に矢印Ｘ方向の圧縮荷重が働き、構体パネル１が破損するおそれがある。

【０００５】

そこで、本発明は上記従来の断熱構造における問題点に鑑みてなされたものであって、宇宙航行体の打ち上げ時等における厳しい振動環境に耐え得るとともに、宇宙空間等においてラジエータパネルが冷却された場合等でも、基体としての構体パネル等が破損することのない断熱構造を提供することを目的とする。

【０００６】

【課題を解決するための手段】

上記目的を達成するため、請求項１記載の発明は、基体と、該基体の外側に配置され、長穴を有するラジエータパネルと、前記基体と前記ラジエータパネルとの間に介装されるスペーサと、前記スペーサの近傍において前記基体に立設され、前記ラジエータパネルの前記長穴に挿入され、前記スペーサの線膨張係数と異なる線膨張係数を有する棒状締結手段とで構成されることを特徴とする。

【０００７】

請求項２記載の発明は、前記棒状締結手段は、前記基体に形成された雌ねじ部に螺合する雄ねじ部を有するボルトであることを特徴とする。

【０００８】

請求項３記載の発明は、前記基体は宇宙航行体の構体パネルであって、前記棒状締結手段の線膨張係数が前記スペーサの線膨張係数よりも小さいことを特徴とする。

【０００９】

そして、請求項１記載の発明によれば、通常の状態では、基体とラジエータパネルは棒状締結手段によって強固に結合され、スペーサよりも線膨張係数の小さい棒状締結手段を使用した場合には、ラジエータパネルが冷却されると、ラジエータパネルが収縮するとともに、スペーサが棒状締結手段よりも大きく収縮して、棒状締結手段の締め付け力が失われ、ラジエータパネルが基体に対して摺動するため、基体に圧縮荷重が加わらず、基体の破損を防止することができる。

【００１０】

一方、スペーサよりも線膨張係数の大きい棒状締結手段を使用した場合には、ラジエータパネルが高温下に曝されると、ラジエータパネルが膨張するとともに、棒状締結手段がスペーサよりも大きく膨張して、棒状締結手段の締め付け力が失われ、ラジエータパネルが基体に対して摺動するため、基体に引張荷重が加わらず、基体の破損を防止することができる。

【００１１】

また、請求項２記載の発明によれば、本発明にかかる断熱構造の一つの好ましい形態として、前記棒状締結手段を、前記基体の形成された雌ねじ部に螺合する雄ねじ部を有するボルトによって構成することができ、簡易な構成により、安価な断熱構造を提供することができる。

10

20

30

40

50

【0012】

請求項3記載の発明によれば、打ち上げ時は厳しい振動環境に耐えるため、ラジエータパネルを構体パネルに強固に結合し、宇宙空間ではラジエータパネルが低温になった時に、ラジエータパネルが収縮しても構体パネルに圧縮荷重が加わらず、構体パネルの破損を防止することができる。

【0013】

【発明の実施の形態】

次に、本発明にかかる断熱構造の実施の形態の具体例を図面を参照しながら説明する。尚、本実施例においても、本発明にかかる断熱構造を宇宙航行体に適用した場合について説明する。

10

【0014】

図1及び図2は、本発明にかかる断熱構造の宇宙航行体の打ち上げ前の状態を示す断面図であって、この断熱構造10は、基体としての構体パネル1と、長穴2aを有するラジエータパネル2と、スペーサとしての断熱カラー3と、断熱ワッシャ4と、棒状締結手段としてのボルト5とで構成される。

【0015】

ラジエータパネル2は、宇宙航行体の打ち上げ時における厳しい振動環境に耐えるため、構体パネル1に強固に結合する必要がある。そこで、構体パネル1に断熱カラー3を載置した後、断熱カラー3の上に長穴2aを位置合わせし、さらにラジエータパネル2上に断熱ワッシャ4を載置し、最後にボルト5の雄ねじ部5aと構体パネル1の雌ねじ部1aを

20

【0016】

ここで、ボルト5の線膨張係数は断熱カラー3の線膨張係数よりも小さく設定され、例えば、断熱カラー3の材質をGFRPとした場合には、ボルト5にはGFRPより線膨張係数が小さなチタン合金等を選定する。尚、ボルト5の線膨張係数を断熱カラー3よりも小さく設定するのであれば、断熱カラー3及びボルト5を高分子材料または金属材料で形成することも可能である。

【0017】

また、ラジエータパネル2の収縮量よりもラジエータパネル2の長穴2aの長手方向の寸法を大きく設定する。例えば、ラジエータパネル2の収縮量Sが5mmの場合には、ラジエータパネル2の長穴2aの長さは5mm以上必要となる。

30

【0018】

次に、上記構成を有する断熱構造10の動作について説明する。

【0019】

宇宙航行体の打ち上げ前の状態では、断熱構造10は、図1及び図2に示すような状態であり、ラジエータパネル2は構体パネル1に強固に結合されている。

【0020】

宇宙航行体が宇宙空間に達してラジエータパネル1が低温になると、ラジエータパネル1と接触する断熱カラー3及びボルト5も同様に低温になる。ここで、ボルト5の線膨張係数は断熱カラー3よりも小さく設定されているため、図3に示すように、断熱カラー3がボルト5よりも収縮し、ボルト5の締め付け力が失われる。すると、ラジエータパネル2が長穴2aを有するため、ラジエータパネル2はボルト5による拘束を解かれ、例えば、矢印Y方向に自在に収縮することができ、構体パネル1に圧縮荷重が働かない。これによって、構体パネル1の破損を防止することができる。

40

【0021】

尚、上記実施例においては、ラジエータパネル2等が低温環境に曝される場合について説明したが、逆に、ラジエータパネル2等が高温環境に曝される場合には、ボルト5の線膨張係数を断熱カラー3よりも大きく設定することにより、ボルト5が断熱カラー3よりも膨張し、ボルト5の締め付け力を失わせることができ、これによって、ラジエータパネル2の長穴2aにより、ラジエータパネル2はボルト5による拘束を解かれ、自在に膨張す

50

ることができる。従って、構体パネル 1 に圧縮荷重が働かず、構体パネル 1 の破損を防止することができる。

【0022】

また、上記実施例においては、本発明にかかる断熱構造を宇宙航行体に適用した場合について説明したが、宇宙航行体に限らず、低温または高温環境に曝される前において基体に強固に結合する必要があるラジエータパネルが、低温または高温環境に曝されると収縮または膨張するように構成する必要がある場合には、本発明にかかる断熱構造を適用することができる。

【0023】

【発明の効果】

10

以上説明したように、請求項 1 記載の発明によれば、通常の状態では、基体とラジエータパネルは棒状締結手段によって強固に結合され、厳しい振動環境に耐えることができるとともに、ラジエータパネルが冷却された場合や高温下に曝された場合でも、従来のように基体を補強しなくとも、基体が破損することのない断熱構造を提供することができる。

【0024】

また、請求項 2 記載の発明によれば、前記棒状締結手段を、前記基体の形成された雌ねじ部に螺合する雄ねじ部を有するボルトによって構成することができ、簡易な構成により、安価な断熱構造を提供することができる。

【0025】

さらに、請求項 2 記載の発明によれば、打ち上げ時は厳しい振動環境に耐えるため、ラジエータパネルを構体パネルに強固に結合し、宇宙空間ではラジエータパネルが低温になった時に、ラジエータパネルが収縮しても構体パネルに圧縮荷重が加わらないため、従来のように構体パネルの破損を防止するための補強を不要とし、生産性が向上してコストの低減を図ることができるとともに、構体パネルに搭載される光学センサーやアンテナ等の指向性能を向上させることが可能な断熱構造を提供することができる。

20

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明にかかる断熱構造の一実施例を示す断面図である。

【図 2】図 1 の断熱機構の上面図（A 矢視図）である。

【図 3】図 1 の断熱機構の動作説明図である。

【図 4】従来の断熱機構の一例を示す断面図である。

30

【図 5】図 4 の断熱機構の上面図（B 矢視図）である。

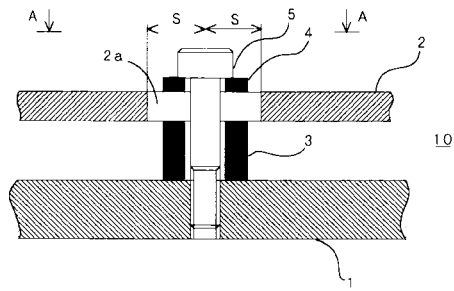
【図 6】図 4 の断熱機構の破損例を示す断面図である。

【符号の説明】

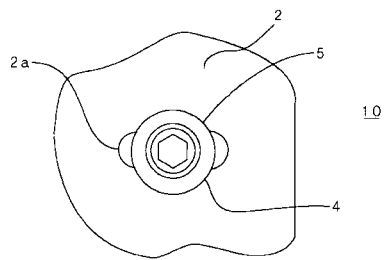
- 1 構体パネル（基体）
- 1 a 雌ねじ部
- 2 ラジエータパネル
- 2 a 長穴
- 3 断熱カラー（スペーサ）
- 4 断熱ワッシャ
- 5 ボルト（棒状締結手段）
- 5 a 雄ねじ部
- 1 0 断熱構造

40

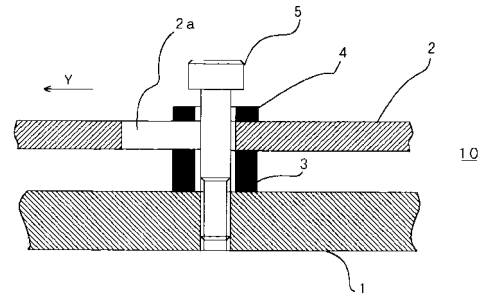
【図 1】



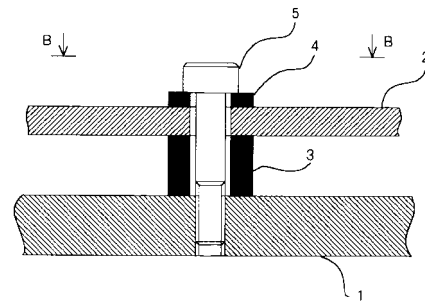
【図 2】



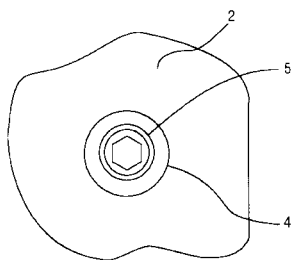
【図 3】



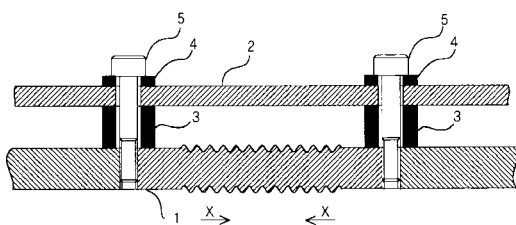
【図 4】



【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

審査官 黒瀬 雅一

(56)参考文献 特開平09-263300 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, DB名)

B64G 1/58